

УДК 629.735.-519:629.7.018.7

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТОРМОЗНОГО ПОСАДОЧНОГО КОМПЛЕКСА

Е.И. Каханчик, А.И. Мамончик, А.А. Щавлев, П.П. Якишонок

Научно-производственный центр

многофункциональных беспилотных комплексов НАН Беларуси

С середины 70-х годов прошлого столетия в развитых странах (США, Израиль, ФРГ, Канада и др.) началось активное использование беспилотных авиационных комплексов в различных отраслях народного хозяйства, в том числе и в военной сфере. По мере усложнения задач, решаемых беспилотной авиацией, возрастает и масса беспилотных летательных аппаратов (далее БЛА). Более тяжелые беспилотники запускают с катапульты, а посадку они также производят либо с помощью парашюта, либо на корпус. Но полученный на практике уровень аварийности для указанных способов посадки оказался заметно выше, чем для типового способа посадки на взлетно-посадочную полосу (далее ВПП) [1]. Поэтому в странах-лидерах в области создания БЛА (США, Израиль) проводятся работы по совершенствованию известных и разработке новых способов посадки беспилотников вне аэродромов или на аэродромах с укороченной ВПП.

Одним из таких способов посадки является использование аэрофинишеров.

В настоящее время существует и даже практически применяется ряд образцов беспилотников,

которые запускаются с помощью катапульты, а посадку производят на специальные наземные или корабельные системы – аэрофинишеры.

Принцип действия аэрофинишеров основан на преобразовании кинетической энергии движущегося БЛА в потенциальную энергию сжатия пружины с помощью винтовой пары. Конструктивно тормозной посадочный комплекс включает бортовую часть (рис. 1, 2), обеспечивающую выпуск крюка (гака) после приземления БЛА, и наземную часть, состоящую из двух блоков аэрофинишеров и приемного троса между ними (рис. 3 и 4).

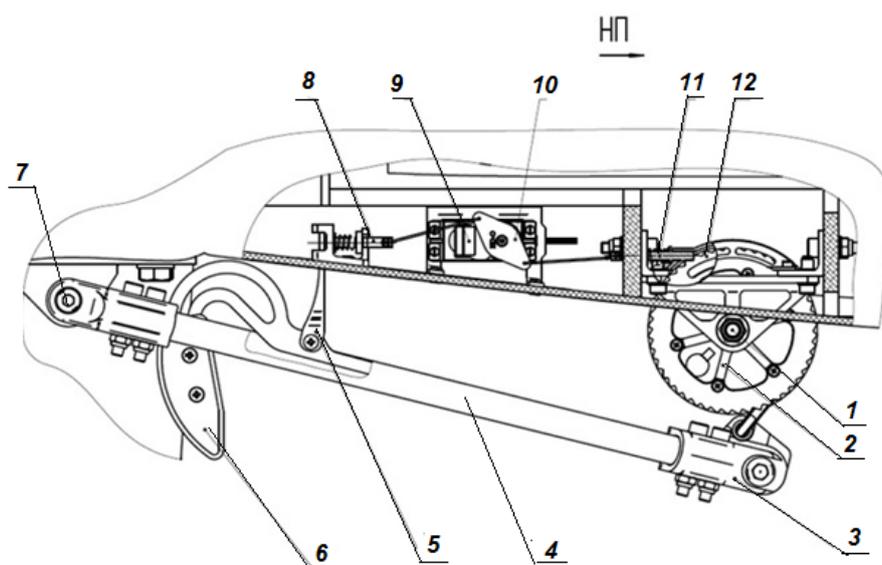


Рис. 1. Полетное положение бортовой части ТПК:

1 – ось барабана и шкива, 2 – барабан, 3 – шарнирный узел, 4 – направляющие, 5 – зацеп, 6 – крюк, 7 – ось заднего шарнира, 8 – шток, 9 – сервопривод, 10 – качалка, 11 – шток, 12 – шкив

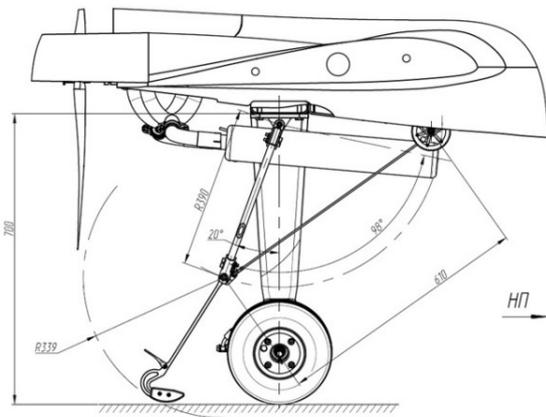


Рис. 2. Посадочное положение бортового оборудования ТПК

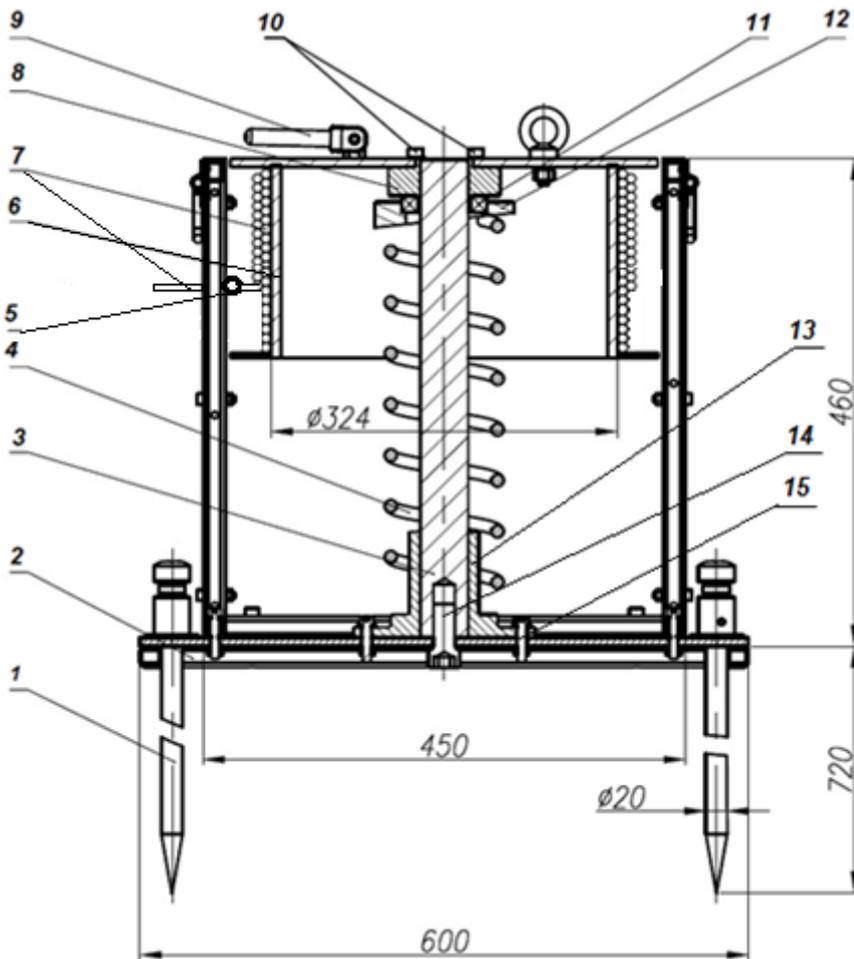


Рис. 3. Конструкция блока аэрофинишера:

- 1 – приколыши, 2 – основание (опорная плита), 3 – резьбовой вал, 4 – пружина силовая, 5 – направляющее кольцо, 6 – барабан, 7 – трос, 8 – втулка резьбовая, 9 – рукоятка, 10 – болты, 11 – подшипник радиально упорный, 12 – втулка подшипника, 13 – втулка фиксирующая, 14 – центральный болт, 15 – болты периферийные

После касания колесами основного шасси БЛА ВПП при посадке за 60–80 м от БЛА до аэрофинишеров оператор БЛА подает команду на сервопривод 9. При срабатывании сервопривода происходит поворот качалки 10 на 45 градусов. При этом перемещение штока 8 освобождает зацеп 5, а перемещение штока 11 освобождает шкив 12 с барабаном 2. При освобождении зацепа 5 крюк 6 под действием силы тяжести поворачивается относительно оси шарнирного узла 3 и занимает требуемое положение (рис. 2). Одновременно, при перемещении штока 11, освобождается шкив 12 с барабаном 2, вследствие чего происходит разматывание троса и опускание передней части направляющих 4 до касания крюка 6 поверхности ВПП (рис. 2). При дальнейшем движении БЛА

крюк скользит по поверхности ВПП до зацепления с приемным тросом наземной части ТПК.

Блок аэрофинишеров представляет собой рамную конструкцию с опорной плитой 2, на которой болтами 14 и 15 жестко закреплен фланец 13 с резьбовым валом 3, по которому наворачивается бронзовая резьбовая втулка 8, жестко соединенная с барабаном 6 болтами 10. Между опорной плитой 2 и втулкой подшипника 12 установлена силовая пружина 4. Для предотвращения вращения силовой пружины, при вращении барабана используется радиально упорный подшипник 11, установленный во втулку 12.

На барабан намотан трос, длиной около 50 м. Один конец троса закреплен на барабане, а второй – свободный конец длиной 1,5–2,0 м, выведен наружу для соединения с приемным тросом. Намотка выполнена таким образом, чтобы при разматывании троса вращающийся барабан с резьбовой втулкой сжимал пружину, превращая кинетическую энергию в потенциальную.

тическую энергию БЛА в потенциальную энергию сжатой пружины, возрастающей по мере разматывания троса. Усилие сжатия пружины при разматывании основного троса передается от резьбовой втулки 8 через упорный подшипник 11 и втулку подшипника 12 на пружину 4.

Для обеспечения равномерной намотки троса на барабан предусмотрено направляющее кольцо 5.

Рукоятка 9 (рис. 3) служит для наматывания/смазывания тросов на барабан, в том числе и без сжатия пружины 4.

Приемный трос (рис. 4) предназначен для соединения свободных концов тросов аэрофинишеров и обеспечения зацепа крюка бортовой части ТПК при движении БАК по ВПП. В его состав входят: трос длиной 40 м, два винтовых карабина, два пружинных компенсатора и комплект установочных дисков, насаженных на приемный трос (в средней части) через каждый 1 м. Каждый компенсатор представляет собой пружину длиной 0,2 м в свободном состоянии и петлю, обеспечивающих плавное нарастание усилий торможения при зацепе крюка бортовой части ТПК за приемный трос. Кроме того, такая конструкция обеспечивает предварительное натяжение троса для исключения провисания и его быстрый подъем на уровень установочных крюков после наезда на него колес шасси.

Представленный на рис. 1–4 тормозной посадочный комплекс с жесткостью пружин 70,63 Н/мм обеспечивает полную остановку БЛА массой 600 кг, движущегося по ВПП со скоростью 15 м/с (54 км/ч) на дистанции 33 м.

Исходными данными для расчетов параметров тормозного посадочного комплекса являются:

- масса БЛА – m , кг;
 - посадочная скорость БЛА V , м/с;
 - требуемая длина тормозного пути $l_{\text{торм}}$, м.
- Далее, по исходным данным вычисляются:

1) Требуемая расчетная энергия торможения двумя блоками аэрофинишеров по формуле

$$A_{\text{торм}} = mV^2/2, \text{ Дж.}$$

Для одного блока аэрофинишера

$$A_{1\text{торм}} = A_{\text{торм}} / 2; \quad (1)$$

2) Исходя из удобства транспортирования и переноски, износоустойчивости и прочности выбираются диаметр барабана b (рис. 3), диаметр и шаг резьбы;

3) Для выбранного типа резьбы определяется КПД винтовой пары (например, для упорной резьбы и материалов вала и гайки – закаленная сталь/бронза со смазкой при $p = 6$ мм и $d = 40$ мм – $\eta = 0,20 - 0,21$);

4) Реальная энергия торможения для одного блока аэрофинишера равна

$$A_{1\text{торм.реал}} = A_{1\text{торм}} \times \eta. \quad (2)$$

5) Для силы торможения $F_{\text{торм}}$, возрастающей по линейному закону, энергия торможения равна $A_{1\text{торм.реал}} = F_{\text{торм}} \times l_{\text{торм}} / 2$, откуда получаем требуемую силу торможения в конце дистанции торможения

$$F_{\text{торм}} = 2 \times A_{1\text{торм.реал}} / l_{\text{торм}}; \quad (3)$$

6) Сила сжатия пружины аэрофинишера G связана с длиной размотанного троса $l_{\text{торм}}$ соотношением

$$G = k \times H = \frac{k \times p \times l_{\text{торм}}}{\pi \times D},$$

где k – коэффициент жесткости пружины, Н/м;

H – смещение пружины ($H = \frac{p \times l_{\text{торм}}}{\pi \times D}$), м;

D – диаметр барабана троса, м;

p – шаг винта, м;

$l_{\text{торм}}$ – длина тормозного пути, м.

Тогда, соотношение между силами сжатия пружины G и натяжения троса $F_{\text{тр}}$ с учетом КПД винтовой пары (η) и коэффициента передачи винтовой пары $j = \frac{\pi \times D}{p}$ можно выразить формулой

тогда, соотношение между силами сжатия пружины G и натяжения троса $F_{\text{тр}}$ с учетом КПД винтовой пары (η) и коэффициента передачи винтовой пары $j = \frac{\pi \times D}{p}$ можно выразить формулой

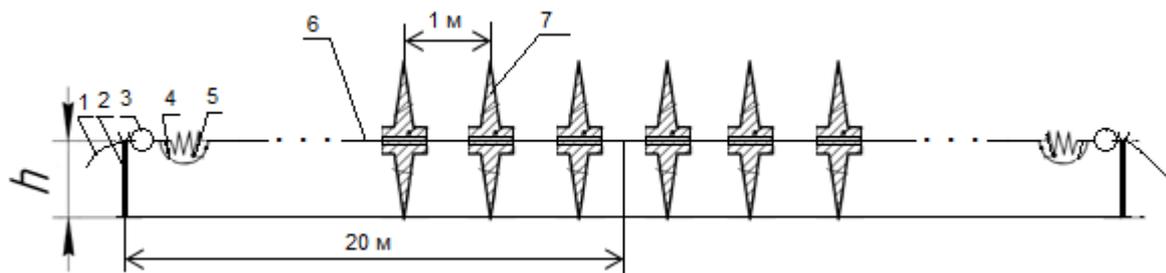


Рис. 4. Конструкция приемного троса

1 – трос аэрофинишера, 2 – установочная опора, 3 – карабин резьбовой, 4 – петля компенсатора, 5 – пружина компенсатора, 6 – трос приемный, 7 – установочный диск

$$F_{\text{сп}} = \frac{G}{j \times \eta} = \frac{G \times p}{\eta \times \pi \times D} = \frac{k \times p^2 \times l}{(\pi \times D)^2} \quad (5)$$

Из формулы (5) получаем выражение для определения требуемой жесткости пружины при выбранных значениях остальных параметров в виде

$$k = \frac{F_{\text{сп}} \times \eta \times (\pi \times D)^2}{l_{\text{торм}} \times p^2} \quad (6)$$

7) Производится расчет винтовой пары по методике, изложенной в [2], в результате которого определяются ее прочностные характеристики,

длина резьбовой части и уточняется КПД пары;

8) При значительном отличии расчетного КПД от выбранного в п. 3) производится повторный расчет с измененными параметрами винтовой пары (материал, диаметр и шаг резьбы) и жесткостью пружины. Следует учесть, что увеличение шага резьбы приводит к увеличению КПД пары, а увеличение диаметра резьбового вала к уменьшению КПД.

Примечание: Длину резьбовой части вала и троса аэрофинишера рекомендуется увеличить на 20 %.

Литература:

1. Патент RU 2399560 C1, заявка 2009124730/11 от 30.06.2009;
2. Соловьев В.И. Детали машин: курс лекций. III часть / В.И. Соловьев. – Новосибирск: НВИ, 1997. – С. 30–78.

К ВОПРОСУ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ НЕБАЛАНСА ПРИРОДНОГО ГАЗА В СИСТЕМЕ ПОСТАВЩИК – ПОТРЕБИТЕЛЬ

В. Л. Колпащиков

Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова НАН Беларуси

Природный газ в Республике Беларусь является базовым энергоносителем, являющимся источником других видов энергии. Кроме того, газ является товаром и предметом коммерческих сделок между газоснабжающей организацией (далее – ГСО) и конечными потребителями. В настоящее время в практике поставки и использования природного газа существует экономическая и научно-практическая проблема небаланса, который представляет собой разницу между количеством газа, поступившим в трубопроводную сеть и отобранном из нее участниками коммерческого учета за отчетный период. Основными причинами его возникновения являются неравномерность суточного и сезонного колебаний объемов потребленного газа, значительные отклонения термодинамических рабочих условий от стандартных при функционировании узлов учета, разнообразие и несовершенство методик выполнения из-

мерений (МВИ) среднесуточного объема газа, невысокая точность узлов учета промышленных потребителей и неопределенность при измерениях количеств газа на узлах учета. Для решения этой проблемы необходима разработка детального алгоритма распределения небаланса в системе ГСО – потребители.

Результатом сведения баланса для данной устойчивой системы газоснабжения являются учетные объемы природного газа в стандартных условиях для каждого узла учета за отчетный период. При этом необходимо учитывать тот факт, что узлы учета газа дают результаты измерений, которые имеют определенный предел абсолютной погрешности. Учет природного газа подразумевает переход от результатов измерений к учетным количествам потребленного природного газа – значениям величин, используемым при взаимных расчетах между газоснабжающей органи-